

Т.Б. НИКИТИНА, канд. техн. наук

РОБАСТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ СИСТЕМОЙ НАВЕДЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ ВООРУЖЕНИЯ ЛЕГКОБРОНИРОВАННОЙ МАШИНЫ

Розроблено метод синтезу робастного керування озброєнням легко броньованої машини з урахуванням пружних елементів. Наведено приклад динамічних характеристик синтезованої системи.

The method of robust control synthesis by the armoured fighting vehicle arming control system with elastic elements is developed. The example of dynamic characteristics for such system is given.

Постановка проблемы, связь с научными и практическими задачами. Для проведения миротворческих операций широко используется легкобронированные колесные машины. Наиболее приспособленной для проведения миротворческих операций до последнего времени, считалась легкобронированная машина LAV – 25 «Пиранья» (Швейцария, Канада, США). Специально для проведения миротворческих операций США разработало колесную боевую легкобронированную машину «Страйкер», способную нести оружие на уровне гусеничной машины пехоты. При проведении миротворческих операций подразделениями армии Украины хорошо зарекомендовали себя многоцелевые гусеничные бронетранспортеры МТ – ЛБ и колесные бронетранспортеры БТР – 80У. Большинство легкобронированных машин производства Украины и России оборудовано системой только наведения оружия и предназначено для стрельбы по воздушным и наземным целям при остановке машины. Для ведения прицельного огня с ходу необходимо оборудовать легкобронированные машины системой наведения и стабилизации оружия по танковому принципу [1-2]. В связи с появлением на рынке микрогироскопов и микроакселерометров фирмы *Analog Device*, появляется возможность существенного уменьшения массы, габаритов, а также энергопотребления системы путем замены блока гироскопических датчиков угла и угловой скорости безплатформенной инерциальной системой с микромеханическими гироскопами и соответствующей обработкой выходных сигналов, например, на основе использования параметров Родрига – Гамильтона [3-4]. При этом предполагается также использовать в системе наведения и стабилизации более сложные законы управления, чем традиционные регуляторы с обратными связями по углу и угловой скорости объекта управления.

Анализ последних достижений и публикаций по данной проблеме. Как показали многочисленные исследования, точность стрельбы с ходу в значительной степени определяется точностью поддержания направления ствола танковой пушки на цель при движении легкобронированной машины по пересеченной местности. В работах профессора Е.Е. Александра и его учеников [5-6] разработана математическая модель пушки как объекта управления и рассмотрены также вопросы параметрического синтеза систем наведения и стабилизации при непрерывном и дискретном управлении. Однако в этих системах используется классическая структура регуляторов с жесткими обратными связями по сигналам с гироскопических датчиков углов и угловых скоростей боевого модуля в канале вертикального наведения и башенки в канале горизонтального наведения, что ограничивает возможности получения высокой точности работы системы.

Цель работы. Целью данной работы является повышение точности работы системы стабилизации вооружения легкобронированной машины за счет применения робастного регулятора. Задачей статьи является синтез и исследование динамических характеристик робастной системы стабилизации вооружения легкобронированной машины.

Изложение материала исследования, полученных научных результатов. Стабилизаторы вооружения легкобронированной машины в вертикальной и горизонтальной плоскости построены по однотипным схемам. С помощью оптического прицела зеркало прицела устанавливается в направлении на цель соответственно в горизонтальной и вертикальной плоскостях [5-6]. Заданное направление сравнивается с действительным направлением блока вооружения и на входы приводов башенки в канале горизонтального наведения и блока вооружения в канале вертикального наведения подаются напряжения, пропорциональные сигналам рассогласования между заданными направлениями линий выстрела и осью канала ствола. Кроме того, с помощью гироскопических датчиков угловой скорости, установленных на блоке вооружения измеряются абсолютные скорости вращения башенки в горизонтальной плоскости и боевого модуля в вертикальной плоскости и используются для выработки управления.

Башенка в горизонтальной плоскости и боевой модуль в вертикальной плоскости приводятся в движение с помощью электродвигателей постоянного тока, возбуждаемых от постоянных магнитов, якорные цепи которых запитываются от широтно-импульсных преобразователей.

Скорости вращения двигателей, приводящих во вращение башенку и боевой модуль, измеряется с помощью тахогенераторов. Токи якорей приводных двигателей измеряются с помощью шунтов, включенных в якорные цепи двигателей, преобразуются и также используются для це-

лей управления. Схема канала стабилизации приведена на рис. 1.

Введем следующие компоненты вектора состояния: угол $\varphi(t)$, на-
правления канала ствола и его скорость $\omega_m(t)$, момент упругости $M_y(t)$, скорость вращения двигателя $\omega_d(t)$, ток якорной цепи двигателя $I_y(t)$, момент возмущения $M_B(t)$ и его производную $\dot{M}_B(t)$, а также вспомогательную переменную $z(t)$, с помощью которой реализуется интегрирующее звено для получения астатизма в системе.

$$\vec{X}(t) = \{\varphi(t), \omega_m(t), M_y(t), \omega_d(t), I_y(t), M_B(t), \dot{M}_B(t), z(t)\}$$

Тогда уравнение состояния в блочном виде примет следующий вид

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\omega}_m \\ \dot{M}_y \\ \dot{\omega}_d \\ \dot{I}_y \\ \dot{M}_B \\ \dot{\dot{M}}_B \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & & & & & & & \\ & \frac{1}{J_m} & & & & -\frac{1}{J_m} & & \\ -N \cdot C & & C & & & & & \\ & -\frac{1}{N \cdot J_d} & & \frac{K}{J_d} & & & & \\ & & \frac{K \cdot I / R_y}{T_y} & -\frac{1}{T_y} & & & & \\ & & & & & 1 & & \\ & & & & & & -2\xi\omega_B & -\omega_B^2 \\ -1 & & & & & & & \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varphi \\ \omega_m \\ M_y \\ \omega_d \\ I_y \\ M_B \\ \dot{M}_B \\ z \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \end{bmatrix} + \frac{1}{R_y} \cdot \begin{bmatrix} \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \end{bmatrix} u_y + \begin{bmatrix} \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \end{bmatrix} V_B + \begin{bmatrix} \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \\ \end{bmatrix} \cdot \varphi_3$$

Внешние возмущения, действующие на пушку легкобронированной машины в канале вертикального наведения в значительной мере определяются продольно – угловыми колебаниями подрессоренной части корпуса легкобронированной машины, и, следовательно, зависят от парамет-

ров системы поддрессирования. В многочисленных работах приведены экспериментально полученные на реальных трассах спектральные плотности этих возмущений, которые имеют явно выраженные максимумы, обусловленные как характером неровностей трассы, так и характеристиками поддрессированной части танка. Будем формировать случайные изменения возмущающего момента $M_{\text{во}}(t)$ от источника случайных сигналов типа белого шума единичной интенсивности $v_{\text{в}}(t)$ с помощью формирующего фильтра, уравнение динамики которого описывается дифференциальным уравнением колебательного звена

$$\ddot{M}_{\text{в}}(t) + 2\xi_{\text{в}}\omega_{\text{в}}\dot{M}_{\text{в}}(t) + \omega_{\text{в}}^2 M_{\text{в}}(t) = K_{\text{в}}\omega_{\text{в}}^2 v_{\text{в}}(t)$$

в котором $\omega_{\text{в}}$ – резонансная частота собственных недемпфированных колебаний, $\xi_{\text{в}}$ – коэффициент демпфирования и $K_{\text{в}}$ – коэффициент усиления формирующего фильтра.

Параметры формирующего фильтра выберем таким образом, чтобы спектральная плотность выходного сигнала формирующего фильтра совпадала с экспериментальной спектральной плотностью, полученной на основе статистической обработки реальных неровностей трасс.

Метод решения. Построим робастный астатический регулятор для этого объекта управления. Представим эту систему дифференциальных уравнений в стандартной форме, принятой в теории H^{∞}

$$\begin{aligned}\dot{\bar{x}}(t) &= A\bar{x}(t) + B_1\bar{w}(t) + B_2\bar{u}(t), \\ \bar{z}(t) &= C_1\bar{x}(t) + D_{11}w(t) + D_{12}\bar{u}(t), \\ \bar{y}(t) &= C_2\bar{x}(t) + D_{21}\bar{w} + D_{22}\bar{u}(t).\end{aligned}$$

Синтез робастного регулятора и робастного наблюдателя сводится к определению такого динамического блока, заданного матрицами A_p , B_p , C_p , входом которого является измеряемый вектор исходной системы $\bar{y}(t)$, а выходом является вектор управления $\bar{u}(t)$ исходной системы

$$\begin{aligned}\frac{d\bar{x}_p}{dt} &= A_p\bar{x}_p + B_p\bar{y}, \\ \bar{u} &= C_p\bar{x}_p,\end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned}A_p &= A - B_2B_2^T X_{\infty} + [I - \gamma^{-2}Y_{\infty}X_{\infty}]^{-1} Y_{\infty}C_2^T C_2 + \gamma^{-2}B_1B_1^T X_{\infty}, \\ B_p &= [I - \gamma^{-2}Y_{\infty}X_{\infty}]^{-1} Y_{\infty}C_2^T,\end{aligned}$$

$$C_p = -B_2^T X_{\infty},$$

X_{∞} и Y_{∞} являются решением обобщенных алгебраических уравнений Риккати по управлению и фильтрации

$$\begin{aligned}A^T X_{\infty} + X_{\infty}A - X_{\infty}[B_2B_2^T - \gamma^{-2}B_1B_1^T]X_{\infty} + C_1C_1^T &= 0, \\ AY_{\infty} + Y_{\infty}A^T - Y_{\infty}[C_2^T C_2 - \gamma^{-2}C_1^T C_1]Y_{\infty} + B_1B_1^T &= 0.\end{aligned}$$

Результаты моделирования. В вектор контролируемых параметров $\bar{z}(t)$ включим ошибку $\varepsilon(t)$ между заданным значением угла $\varphi_3(t)$ направления канала ствола и его фактическим значением $\varphi(t)$, скорость изменения угла ствола – скорость вращения механизма $\omega_{\text{м}}(t)$, выходное напряжение интегратора $z(t)$ и управляющее напряжение $u_{\text{я}}(t)$ на якорной цепи электродвигателя.

При этом вектор $\bar{z}(t)$ контролируемых параметров примет следующий вид

$$\bar{z} = [\varepsilon, \omega_{\text{м}}, z, u_{\text{я}}]^T$$

В вектор измеряемых переменных $\bar{y}(t)$ включим измеренное значение $\varepsilon_{\text{и}}(t)$ ошибки $\varepsilon(t)$ между заданным значением $\varphi_3(t)$ и фактическим значением угла $\varphi(t)$ направления канала ствола, измеренную $\omega_{\text{им}}(t)$ скорость изменения угла – скорости вращения механизма $\omega_{\text{м}}(t)$, измеренную $\omega_{\text{ид}}(t)$ скорость вращения двигателя $\omega_{\text{д}}(t)$, измеренный $I_{\text{ия}}(t)$ ток якорной цепи двигателя $I_{\text{я}}(t)$, а также измеренное $z_{\text{и}}(t)$ выходное напряжение интегратора $z(t)$. Все эти переменные измеряются с помехами $f_i(t)$ так, что

$$\varepsilon_{\text{и}} = \varepsilon + f_{\varepsilon}, \quad \omega_{\text{им}} = \omega_{\text{м}} + f_{\omega_{\text{м}}}, \quad \omega_{\text{ид}} = \omega_{\text{д}} + f_{\omega_{\text{д}}}, \quad I_{\text{ия}} = I_{\text{я}} + f_{I_{\text{я}}}, \quad z_{\text{и}} = z + f_z$$

При этом вектор измеряемых переменных \bar{y} примет следующий вид

$$\bar{y} = [\varepsilon_{\text{и}}, \omega_{\text{им}}, \omega_{\text{ид}}, I_{\text{ия}}, z_{\text{и}}]^T$$

Фактически в системе управления имеются нелинейные элементы. Это, в первую очередь, касается наличие сухого трения как в исполнительном двигателе, так и в приводе башенки в канале горизонтального наведения и в приводе боевого модуля в канале вертикального наведения. Кроме того, в системе имеются нелинейные характеристики элементов упругости между исполнительными двигателями и приводными механизмами за счет люфтоввыбирающих пружин. Рассмотрим влияние этих элементов на динамические характеристики системы. На рис. 3 показаны переходные процессы тех же переменных состояния в нелинейной системе с синтезированными робастными регуляторами по задающему воздействию. Как видно из этих графиков, в нелинейной системе устанавливаются незатухающие автоколебания достаточно высокой частоты, что соответствует экспериментальным данным [5 - 6].

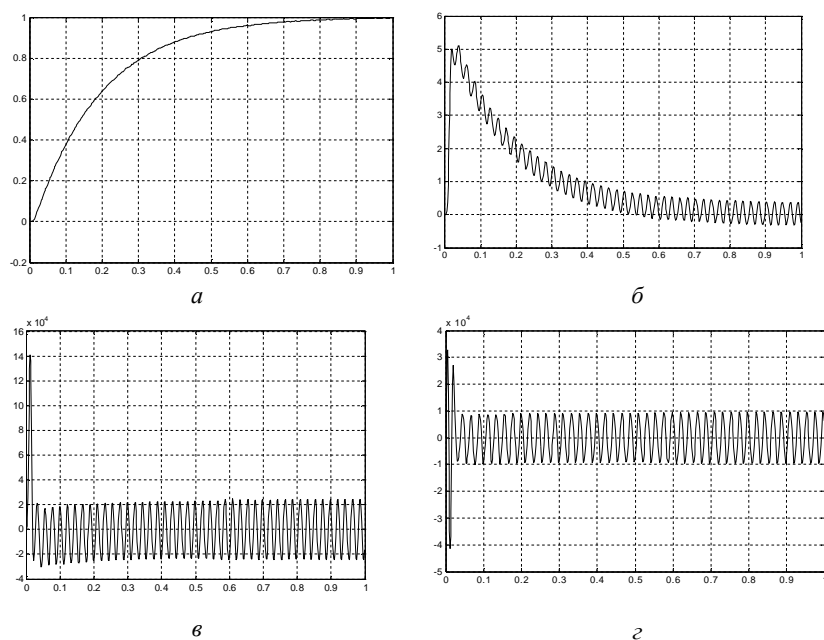


Рис. 3 Переходные процессы компонент вектора состояния в нелинейной системе: а – угла канала ствола $\varphi(t)$ и б – его производной $\dot{\omega}(t)$; в – момента упругости $M_y(t)$ и г – тока якоря $I_a(t)$

Выводы, перспективы этого направления. Таким образом, с помощью робастных регуляторов удалось получить приемлемые показатели качества для стабилизатора вооружения легкобронированной маши-

шины. Учет нелинейностей, реально существующих в системе, приводит к появлению высокочастотных колебаний с малым декрементом затухания. Дальнейшее повышение точности стабилизации в основном сдерживается энергетическими ограничениями исполнительных электродвигателей, а также шумами измерителей отклонения направления пушки от направления на цель с помощью микрогироскопических датчиков угла и угловой скорости.

Список литературы: 1. Никитина Т.Б. Робастная стабилизация танкового вооружения. Вестник НТУ «ХПИ», Сборник научных трудов. Тематический выпуск «Автоматика и приборостроение». 2007, №10. С. 134 – 144. 2. Никитина Т.Б. Робастная стабилизация дискретно – континуального объекта. //Технічна електродинаміка. Тематичний випуск. Проблеми сучасної електротехніки. Частина 4. Київ. 2007. С. 60 – 64. 3. Распопов В.Я., Матвеев В.В., Малютин Д.М. Информационно – управляющие системы на микрогироскопах вращающихся по крену летательных аппаратов. Датчики и системы №4, 2007. С. 8 – 11. 4. Горин В.И. Распопов В.Я. Гирокоординаторы вращающихся по крену ракет. – М.: НТЦ «Информтехника», 1996. – 152 с. 5. Александров Е.Е., Костяник И.В., Сладких С.О. Сравнительный анализ электронных систем импульсного регулирования танковой зенитной установки //Механіка та машинобудування. – 2004. - №2. – С. 215 – 219. 6. Александров Е.Е., Костяник И.В., Сладких С.О. Динамические процессы в замкнутой системе управления танковой зенитной установкой//Артиллерийское и стрелковое вооружение. – 2004. - №3. – С. 12 – 14.

Поступила в редколлегию 19.09.07.